

令和元年6月6日現在

機関番号：11301

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2016～2018

課題番号：16K06882

研究課題名(和文) 超小型ナノサットに搭載可能な全方位カメラによる衛星姿勢決定ユニットの試作と評価

研究課題名(英文) Development of attitude determination unit using omni-directional camera for micro and nano satellites

研究代表者

坂本 祐二 (Sakamoto, Yuji)

東北大学・工学研究科・特任准教授

研究者番号：50431523

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,700,000円

研究成果の概要(和文)：超小型衛星の1種、ナノサットおよびキューブサットに搭載可能な、全方位カメラによる衛星姿勢決定ユニットを試作し、地上環境で評価した。試作ユニットは、撮像センサとFPGAによる画像処理部を組み合わせる。1つの撮像センサで、地球、太陽、月を撮像し、オンボード画像解析で昼・夜を問わずに三軸姿勢決定を可能にする。スターセンサに匹敵する0.1度の確度を目標とする。質量・容積・電力が制限されたナノサットにおいて、姿勢決定センサによるリソースの圧迫を解決する、先進的技術である。

研究成果の学術的意義や社会的意義

ナノサットおよびマイクロサットの開発と軌道投入は、世界中で爆発的に急増している。衛星にとって姿勢決定・制御機能は、撮像センサを目的の方向に向けるために重要である。スターセンサは体積的リソースを必要とするため、代替となる確度0.1度程度の性能を有する姿勢センサは需要が高い。本分野では、価格が安く小型・先進機能を持つ最新の地上製品を宇宙活用する例が多い。宇宙用途に特化する部分は、FPGAやCPUによるソフトウェアで補完可能であり、短時間・低コストに問題を解決できる。

研究成果の概要(英文)：In this research, a prototype model of attitude determination unit with omni-directional camera for nanosatellites and cubesats was developed and evaluated in ground environment. The model is consist of an imaging sensor and a FPGA board. Single imaging sensor can observe the shape of Earth, Sun, and Moon, then the image can be processed in satellite onboard unit. Three-axis attitude determination can be achieved both in daytime and eclipse phases. The target precision is less than 0.1 degrees, which is equivalent to low-end star sensors. Nanosatellites have limited resources in mass, volume, and power. The new sensor can be advanced technology by solving these restrictions.

研究分野：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：超小型衛星 姿勢決定 全方位カメラ 画像解析

様式 C-19、F-19-1、Z-19、CK-19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

ナノサット(キューブサット含む)およびマイクロサット(~50kg)の開発と軌道投入は、申請当時(2015年末)において、世界中で爆発的に急増している。2012年までは年間50機以下だったが、100機(2013年)、200機(2015年)と増加している。第一に、サイズが標準化されたキューブサット規格が普及し、衛星用電子基板を安価に調達できる環境が整った。第二に、国際宇宙ステーション(高度400km)から衛星を宇宙へ放出するサービスが定着し、3ヶ月に1回程度、軌道上へ衛星を運搬できるようになったことが急速な発展を後押ししている。

衛星にとって姿勢決定・制御機能は、撮像センサを目的の方向に向けるために、重要である。特に軌道を秒速7.9km以上で周回するため、目的方向に1秒間姿勢を維持するだけでも、高度な技術が必要となる。宇宙機特有の技術であり、地上評価が難しいことが開発の難点である。定番の手段であるスターセンサ(星撮像)は、外部の光(太陽や地球)を遮断するフード構造が必要となり、体積的リソースを必要とする。また太陽や地球の光が入り込むと使用できない時間帯が発生する。スターセンサに置き換わる、確度0.1度程度の性能を有する姿勢センサが期待されている。

申請者が属する東北大学の衛星開発グループでは、2機のマイクロサット、1機のキューブサットを軌道運用した実績を持つ(2015年末)。通信・電源・構造等の技術は成熟した一方で、姿勢決定・制御技術は依然として多くの研究時間を投入している。特にキューブサットに搭載する姿勢決定センサは、体積的・電力的制約が非常に厳しく、0.1度未満の精度で姿勢決定して、目標方向に衛星を向ける技術を確立できていない。

東北大学ではマイクロサット用スターセンサに加え、太陽センサ、地球センサの開発に取り組んでいる。太陽センサはスリット構造およびPSD受光素子を組み合わせたもの、地球センサは赤外線サーモパイルセンサを用いる。いずれも精度の高い構造ケースを必要とし、電子基板よりもコストが高い。構造サイズも大きく、衛星搭載位置の制約も多い。また太陽センサは地球の反射光(アルベド)も検出するため、純粋に太陽方向だけ検出することが難しい。

東北大製のRISING-2衛星(2014年運用開始)には高感度CCDセンサによる魚眼カメラ(WFC)を搭載した。この画像を解析したところ、地球方向を0.1度の確度で決定できる可能性を確認した(図1)。また、このセンサは大気球実験用の太陽センサとして活用した実績がある。これらの経験を踏まえ、スターセンサを使わず、地球・太陽・月の「画像」を解析して三軸姿勢決定する技術が超小型ユニット化を実現する有効な手段であるという着想にいたった(図2)。

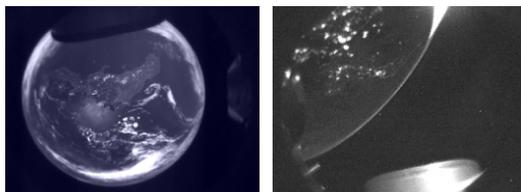


図1 魚眼カメラ(東北大RISING-2衛星)の画像例, 左: 昼間, 右: 夜間

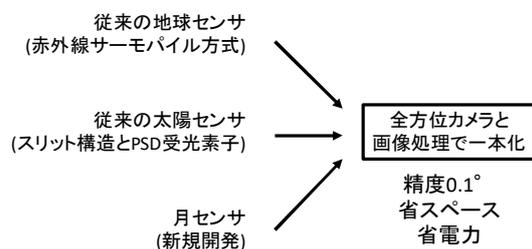


図2 本申請課題の着想

2. 研究の目的

本課題では、超小型衛星の1種であるナノサットに搭載可能な、全方位カメラによる衛星姿勢決定ユニットを試作し、地上環境で評価する。特にキューブサット規格(1~5kg)を対象とする。試作ユニットは、撮像センサとFPGAによる画像処理部を組み合わせた構成である。1つの撮像センサで、地球、太陽、月を撮像し、オンボード画像解析で昼・夜を問わずに三軸姿勢決定を可能にできる。スターセンサに匹敵する0.1度の確度を目標とする。質量・容積・電力が制限されたナノサットにおいて、姿勢決定センサによるリソースの圧迫を解決する、先進的技術である。

過去の衛星開発では、宇宙用の技術を地上製品にスピノフする事例も多く、厳しい真空環境、複雑な熱環境、長期的に動作する信頼性などは、最先端技術の象徴であった。一方で、ナノサットの分野では、価格が安くて小型・先進機能を持つ最新の地上製品を宇宙活用する例が多い。

過去の実績を優先して、同じセンサを使い続けるだけでは、限られた容積リソースの中で、観測用ミッション機器のためのリソースを広げることが出来ない。常により小型なシステムを追求し続けることが重要である。

既存の民生用素子を活用して新たなシステムを提案することは、効率的な技術開発である。宇宙用途に特化する部分は、FPGAやCPUによるソフトウェアで補完可能であり、本課題でもソフトウェア開発が大きな比重を占める。衛星用途にしか利用できない特殊ハードウェアを開発するよりも、短時間・低コストに問題を解決できる。

3. 研究の方法

本研究期間内(合計3年間)に、実際に衛星へ搭載可能な姿勢決定ユニットを試作する。既存

の民生機器用撮像センサと全方位レンズ(または1~2台の魚眼レンズ)を使用して、FPGA や CPU によるソフトウェア処理によって宇宙観測機器としての機能を与える。

まず、RISING-2 衛星が撮像した魚眼カメラ画像を活用して、画像解析による姿勢決定技術を構築する。次に、衛星搭載機の試作を実施する。そして、撮像画像(地球)のシミュレーション出力環境を構築し、センサ画像を模擬して画像解析用 FPGA ボードの開発と評価を実施する。

4. 研究成果

課題申請時(2015 年末)と比較し、ナノサットの開発と軌道投入の世界的な実績は、予想を超える速度で向上を続けている(2016 年度、2017 年度実績)。米民間企業の地球観測用キューブサットは太陽同期軌道に 158 機を配置完了し、群衛星の機体数としては世界最大である。また、2017 年度の宇宙機総数の打上実績は 360 機を超え(前年は 220 機程度)、ナノサットの活発化が大きく寄与している。この状況の中、先進的かつ小型な姿勢決定装置の需要は益々高まっている。東北大学の衛星開発グループにおいても、2018 年度末には、3 機のマイクロサットの運用が開始された。

(1) 2016 年度(H28 年度)の成果

実際の衛星画像を活用した、画像解析による姿勢決定技術の構築、および民生用撮像センサと FPGA 処理基板を衛星搭載用の姿勢センサとして活用できることの評価を実施した。また、試作モデル(マイコンボードと CMOS センサ素子の組み合わせ)の開発を開始した。部品を選定する作業、および機能試験の方法を検討する作業を通じて、現在入手可能なセンサと画像処理ボードの組み合わせで目的とする成果を出せる見通しが早期に得られた。

(2) 2017 年度(H29 年度)の成果

衛星搭載機の試作を継続した。試作モデルには、カメラ部、FPGA ボード部、構造ケースが含まれる。宇宙実績を重ねてきた既存の高感度 CCD センサ(640 x 480 ピクセル相当)に加え、最新の高解像度 CCD センサ(1600x1200 画素相当)を採用することとした。

姿勢決定ユニットの仕様(電気、通信、形状)を決定し、地上系との通信を担うテレメトリ・コマンド処理ユニット(MPU ボード)の仕様も同時に検討して実用性を向上させた。姿勢決定ユニットの画像解析ボードには、CPU 部と FPGA 部の両方を併せ持つプロセッサ素子を決定した。この素子を使用した電子基板を新規に設計・製造する計画であったが、ナノサットにも適用できる寸法の既製品(50x40mm 寸法)が安価であるため、これを調達して衛星用として使用する方針とした。

放射線耐性に関する評価として、ガンマ線照射試験(H29.4 月)、プロトン照射試験(H30.1 月)を実施した。前者はプロセッサ素子の経年劣化を評価し、後者は突発的な電気信号の乱れに対する耐性を評価する。同時に試験した別種のマイコンボード(ROM からプログラムを動作、ECCRAM を採用)と比較し、プログラム動作の安定度は相対的に低いことを確認した。しかし、加速試験(数年分のプロトンを短時間で照射)であるため、実用上の問題は生じないと判定した。

(3) 2018 年度(H30 年度)の成果

前年度に完了した試作機を用いて、画像解析部の搭載ソフトウェアおよび FPGA ロジックの開発に注力した。センサの対象画像を地球に特化し、衛星姿勢角度に対応する地球撮像イメージを生成するシミュレーション環境を構築した。センサ模擬画像による画像解析部の評価を実施するとともに、運用中の衛星である RISING-2 の撮像画像も同処理部で解析可能であることを確認した。過去のフライト実績に基づき、30 万画素の CCD センサを使用すると、0.31deg の精度(標準偏差)を達成できると評価した。200 万画素の新型センサを使用することで、0.1~0.2deg の精度に向上すると判定した。

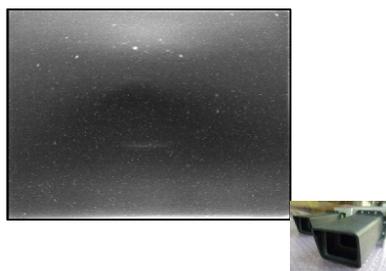
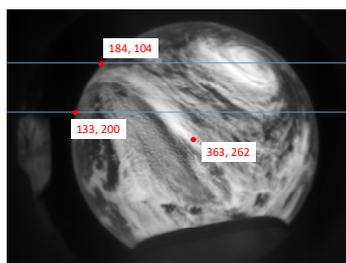
2020 年度後半以降にフライト実証機会を獲得したため、早期に衛星システムとして完成させるために、本姿勢センサとデータ通信する MPU(中央制御部)の仕様検討、および比較のための姿勢データを収集する IMU(慣性計測装置)ボードの検討を実施した。これらの周辺機器と合わせた構造設計の再検討も必要となった。

(4) 発表論文の概要(学会発表①)

RISING-2 衛星の WFC カメラ(魚眼カメラ)による撮像画像を使用して姿勢決定する手法とケーススタディを実施した。地球半径相当のピクセル数は既知であり、FPGA でのオンボード解析を想定して、整数値で管理する。FPGA 処理では、画像取得後の生データを掃引することで、即時に地球中心座標を決定できる。地球方向ベクトル(E1, E2, E3)の算出は、浮動小数点演算が基本となるため、CPU 部を使用する。

2 つの WFC 画像について、同時に取得したスターセンサ(HSS)計測値との比較を実施した(図 3)。WFC 画像(図 3 左)について、2 つの直線との交点から、円中心を(363, 262)pixel と決定し、地球方向ベクトルは機体座標で(0.055, 0.009, 0.998)と算出した。一方、HSS 画像(図 3 右)は、バッフルが小さく画像が明るいことと、放射線による白傷により、星像は鮮明とは言えない。後継機向けの改善版では、これらの画像もオンボードで適切に解析できるように改良が施されている。RISING-2 においては、地上解析との比較により、手作業で姿勢決定を実施した。本画

像より、地球方向は機体座標で(0.054, 0.007, 0.998)と算出した。よってWFCによる決定との誤差は0.09度であり、0.1度未満の精度で決定できることを確認した。



WFC画像(魚眼カメラ), 左上を起点として水平方向0~658pixel, 垂直方向0~493pixel

HSS画像(スターセンサ)

図3 魚眼カメラ画像解析のケーススタディ

画像処理部を含む、WFCカメラに結合して使用するFPGA+CPU搭載ボードの耐放射線評価を実施した。対象とするICは、書き換え型FPGAと2個のCPUを内蔵したものである。本ボードにCPUプログラムを動作させながら、放射線試験(トータルドーズ試験, シングルイベント試験)を実施した(図4)。

トータルドーズ試験は、東京工業大学大岡山キャンパス コバルト60照射施設にて実施した(2017/04)。4.5krad/h x 4時間 = 18kradに曝したところ、プログラム処理に問題が発生することはなく、部品の故障も生じなかった。

シングルイベント試験は、東北大学サイクロトロン・ラジオアイソトープセンター(CYRIC)にて実施した(2018/01)。プロトン照射中にCPUプログラムを動作させながら、RAM書き込み、RAMチェックを繰り返す。ビームエネルギーは80MeVである。1時間で100回程度のイベントを発生しうる 1×10^{11} particles/cm²のプロトンを照射した。

本試験の結果、かなりの頻度でプログラムがハングアップすることを確認した。14回の試行で、平均81秒でハングアップし、これは 4.7×10^8 particles/cm²に相当する。軌道上でのハングアップ率を予測すると、2.04年相当であると見積もった。姿勢センサは軌道上で頻繁にON/OFFするため、実質的にはハングアップや書き込みエラーは発生しないと判定した。



トータルドーズ試験



プロトン照射用供試体

図4 放射線試験

(5) 発表論文の概要(学会発表②)

図5に座標系と幾何学的関係を示す。衛星側は、センサ方向をZc軸とする。地球座標X₁Y₁Z₁において、Z₁軸に配置する。このとき、Zc軸が-Z₁軸を指向する時に、地球は画像中心に収まる。

1 画像から角度を算出する場合、ピッチ角→ヨー角回転、またはピッチ角→ロール角回転のいずれかで算出する。衛星起点の地球方向ベクトルの傾きによって、いずれかを使い分ける。

OpenGLライブラリを使用して、ピッチ角に対応する、撮像画像を取得した結果を図6に示す(ロール角に対応する結果は省略)。90deg以上においても、地球の視直径がある程度あるため、センサとして機能することが特徴である。

傾斜角の演算には、地球画像の重心座標を使用する。図7に、実画像の2値化例を示す。画像の周囲に映りこんでいる背の高い衛星部品を除外するトリミング機能を設ける。

センサユニット内部のROMに、各角度誤差に対応する重心座標テーブルを保持することで、ユニットは自律的にベクトルを逐次出力することが可能になる。以下の手順で数値解析を実行し、ベクトル誤差を評価する。

- ① 姿勢角をランダムで定義し、模擬画像を描画する。この姿勢角を真値とする。
- ② 模擬画像を解析部で取り込んで二値化し、重心座標を算出する。
- ③ ピッチ・ヨー角テーブル(PYテーブル)と比較し、近似解を算出する。ピッチ誤差15deg

未満の領域は、決定誤差を改善するため、自動的にピッチ・ロール角テーブル(PR テーブル)を参照する。

④ 真値と比較して、角度誤差を統計する。

一部結果を図8に示す。地球に対して、ピッチ角15度以内(ヨー角任意)の領域において、決定誤差は0.31 deg (RMS)、1.07 deg (max)となる。これは対象地点へのマヌーバを完了後、撮像瞬間(角度誤差小)に想定される誤差を示している。

図9に、本センサの配置性の特徴を示す。キューブサットは外面の面積が限られるため、センサ方向に制約を受けやすい。例えば3Uキューブサットの場合、10x10cmの面に観測カメラやアンテナが配置されやすい。側面の30x10cmの面は、太陽電池セルの領域となる。これに加えて、本センサを地球指向面に配置するのは難しい場面がある。

その場合、太陽電池セルを一部犠牲にする必要はあるが、側面に配置することも可能である。この状況においても、地球外径は画像に収まるため、姿勢角の算出は可能である。ピッチ角90deg周辺のPYテーブルを密にすることで、精度も失われない。

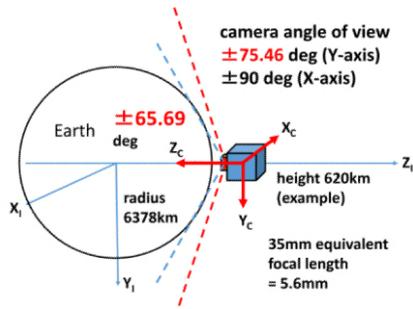


図5 座標系と幾何学的関係

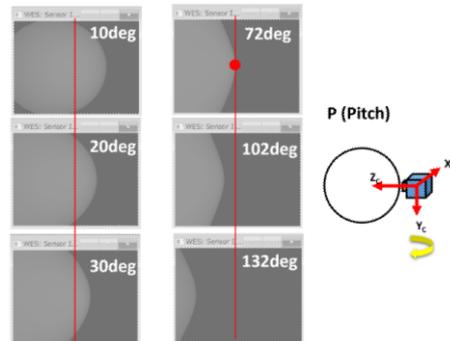


図6 CGによる模擬画像の取得

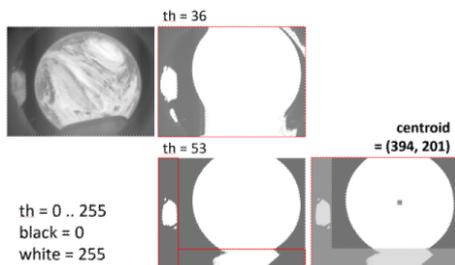


図7 実画像の2値化と重心計算

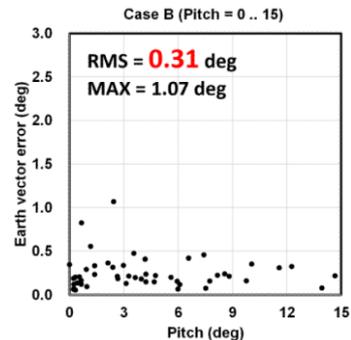


図8 数値解析評価

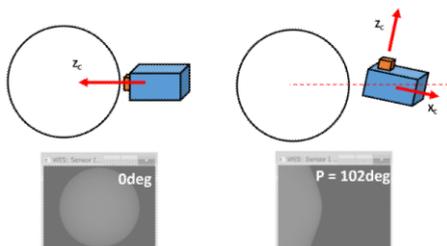


図9 センサの配置性

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 (計0件)

〔学会発表〕 (計2件)

①坂本祐二「超小型ナノサットに搭載可能な全方位カメラによる衛星姿勢決定ユニットの試作と評価」第62回宇宙科学技術連合講演会、2018年10月

②Yuji Sakamoto, "Study of Wide Field CCD Earth Sensor for Attitude Determination of Micro and Nanosatellites," 32nd International Symposium on Space Technology and Science and

[図書] (計 0 件)

[産業財産権]

○出願状況 (計 0 件)

○取得状況 (計 0 件)

[その他]

東北大学 宇宙システム講座 宇宙探査工学分野 [宇宙ロボット研究室]

<http://www.astro.mech.tohoku.ac.jp/>

6. 研究組織

(1) 研究分担者 該当なし

(2) 研究協力者 該当なし

※科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属されます。